水射流介入多组分喷流降噪仿真研究

李俊[1],刘振[1],胡迪科[2],党天骄[1],董龙雷[1]

(1.西安交通大学航天航空学院,710049 西安;2.上海宇航系统工程研究所,201109 上海)

摘　要:火箭在发射升空阶段,由喷管喷出的高超声速射流诱导产生的高量级喷流噪声,严重影响火箭结构安全性和仪器设备的可靠性,因此开展高速喷流噪声环境的预测和降噪具有重要意义。针对某型液体火箭发动机喷流,采用脱体涡模型(DES)结合输运方程及离散相模型(DPM)、曲面积分的 FW-H(Ffowcs Williams-Hawkings)方程,建立了多组分高马赫数喷流噪声及考虑蒸发物理机制的水射流介入多组分高马赫数喷流的数值分析方法,完成了液体火箭发动机高超声速喷流流场及喷流噪声环境的预测,结果显示在测点处总声压级预测结果与试验测量结果误差在 ±3 dB 之内。进一步设计了环形水射流喷流降噪系统,开展了考虑蒸发物理效应和复杂导流槽构型影响下的水射流介入高速喷流降噪规律研究,发现水射流对燃气射流产生剪切作用、动量交换作用以及吸热蒸发作用是实现降噪效果的重要原因,降噪效果随水射流质量流率增大单调升高,而随介入角度的增大先升后降。本研究对水射流介入系统的设计与工程实践具有重要意义。

关键词:多组分火箭喷流;水射流介入降噪;噪声预测;介入角度;质量流率;数值仿真

中图分类号:V19　　　　**文献标志码:**A

Numerical analysis of noise reduction of multi-components jet with water inserts

LI Jun[1],LIU Zhen[1],HU Dike[2],DANG Tianjiao[1],DONG Longlei[1]

(1. School of Aerospace Engineering,Xi'an Jiaotong University,710049 Xi'an,China;
2. Shanghai Institute of Aerospace Systems Engineering,201109 Shanghai,China)

Abstract: The high-level rocket lift-off noise induced by the hypersonic jet has adverse impacts on the structural security and equipment reliability of the rocket;therefore,it is of great significance to make the prediction and reduction of high-speed jet noise environment. A numerical analysis method based on detached eddy simulation (DES) turbulence model and combined transport equation,discrete phase model (DPM) and FW-H equation was established to calculate the noise of multi-components rocket jet and water considering evaporation inserts multi-components high speed jet. The prediction pf hypersonic jet flow condition and noise environment of liquid rocket engine was completed. The results show that the error between the predicted results and experimental results of overall sound pressure level of probes is within ±3 dB. Furthermore,the annular water inserts noise reduction system was designed,the noise reduction law of water involved in high Mach number jet,considering evaporation effect and influence of complex de-

收稿日期:2021-06-29　　　　**修回日期:**2022-01-25
通信作者:刘振,副教授。E-mail:liuz@mail.xjtu.edu.cn
引用格式:李俊,刘振,胡迪科,等.水射流介入多组分喷流降噪仿真研究[J].应用力学学报,2022,39(2):375-385.
LI Jun,LIU Zhen,HU Dike,et al. Numerical analysis of noise reduction of multi-components jet with water inserts[J]. Chinese journal of applied mechanics,2022,39(2):375-385.

flector duct configuration, was studied, which reveals that shearing effect, momentum transfer and evaporation are important incentives for noise reduction. Besides, the noise suppression effect increases monotonously with the increase of mass flow rate, and increases first and then decreases with the increase of intervention angle. This study is of great importance in design and engineering of the water inserts system.

Key words: multi-component rocket jet; water inserts noise reduction; noise prediction; intervention angle; mass flow rate; numerical simulation

火箭从发射平台升空的阶段是火箭初始上升过程中的重要阶段之一[1]，此阶段超高声速喷流与周围空气介质发生急剧的剪切掺混，形成强烈的压力脉动与密度脉动，产生高量级的喷流噪声，同时由于地面、导流槽等壁面的反射作用，在火箭箭体周围形成恶劣的复合噪声环境，严重影响火箭结构及箭载设备的有效性，对火箭的顺利发射构成严重的威胁[2]，因此针对火箭复杂噪声环境的研究引起了研究人员的广泛关注。

液体火箭发动机是运载火箭常用的动力装置，其在工作的过程中产生高量级的喷流噪声高达160 dB[3]，表现为箭体上强烈的动噪声载荷。由于缺乏精确预测超声速噪声量级的理论方法，因此缩比模型试验在喷流噪声的研究中不可或缺[4-6]。基于大量发动机缩比试验噪声测量结果总结发展的预测模型，实现了高超声速喷流噪声量级的粗略预测，但是无法深入研究噪声形成的内在因素[7]。为了探求火箭喷流噪声产生机理，国内外学者基于 Lighthill 声类比理论[8-9]、考虑固体边界发声的 FW-H 线性积分方法[10-11]以及试验观察方法开展了一系列研究工作。研究发现，高超声速喷流噪声是一种具有明显空间指向性的宽频带、高量级湍流混合噪声[12]，导流槽、服务塔等地面设备对喷流噪声的反射作用使得火箭箭体周围的噪声环境更加复杂[13-14]，威胁火箭系统的稳定性与安全性。鉴于此，射流偏离槽定向导引及有顶顶尾焰导流槽等被动降噪方法，常被引用到发射平台的设计过程中，相比之下，逐渐发展成熟的水射流介入降噪技术在火箭实际发射过程中被广泛采用。

水射流介入技术作为一种主动降噪技术，获得了广泛的关注[15-18]，目前的研究主要集中在试验和数值研究上。美国将水射流介入技术应用到喷流噪声的控制领域，并发展出应用于大型运载火箭、航天飞机的水射流介入降噪系统；我国同样也发展了应用于大型运载火箭的水射流介入降噪系统[19]。试验方法通常通过大量的测试开展水介入实现降噪研究，研究成本高，且对水射流介入降噪的机理研究不清晰。随着计算机技术的快速发展，喷流噪声的数值分析方法取得了较大的进步。Salehian 等[20]采用 DES 模型结合流体体积函数(VOF)模型开展了水射流介入燃气射流的噪声环境数值仿真研究，得出了水射流介入后的流动情况，但是研究中忽略了液态水滴的吸热蒸发这一重要的物理现象。Li 等[21]采用 DES 模型结合 DPM 模型将水滴视为刚性粒子，研究了高质量流率介入燃气射流后对喷流环境产生的影响，模型中也忽略了水滴的蒸发效应。李雨林[22]采用数值仿真方法研究了自由燃气射流的喷流噪声环境以及水射流介入燃气射流时所产生的降噪效果，但是并未考虑发射台结构的噪声反射作用对喷流环境产生的影响。徐本恩[23]忽略发射台等的影响，研究了水射流以不同角度及不同质量流率介入燃气射流后，对喷流噪声环境的抑制效果。陈劲松等[24]研究了水射流对单喷管喷流噪声环境的抑制机理，得出水射流与燃气射流之间的交换作用是实现降噪效果的重要诱因。

综上所述，针对水射流介入高速喷流的噪声环境的现有研究中，尚缺乏发射台结构影响下考虑水射流蒸发现象的多组分喷流环境的准确描述研究。因此本研究中，针对具有复杂构型导流槽结构影响下的喷流环境，开展考虑蒸发物理效应的水射流介入降噪研究，并从水射流与燃气射流相互作用角度阐述水射流介入降噪的内在机理；其次研究水射流介入角度、质量流率等参数对喷流噪声环境的影响规律，对水射流介入技术在高马赫数的运载火箭发射技术中的使用具有重要的参考意义。

1 计算方法

高马赫数火箭喷流环境十分恶劣，其间包含了斜激波、膨胀波等复杂流动现象，并且存在着激波之间的相互作用以及导流槽对喷流的阻滞作用。为了对火箭喷流的流动情况进行模拟仿真，采用 ANSYS

Fluent 软件,结合基于 k-ω SST 的 DES 湍流模型结合输运方程、DPM 模型及 FW-H 方程对喷流环境进行数值模拟;通过与试车试验结果比对验证方法的准确性,假设火箭喷流流动中为单相物质,即只存在气相物质,水射流为粒径不等的离散液相粒子,能够发生物态转变,即吸热后转变为气相;采用多种不同组分作为火箭喷流工质,其中各种组分的化学特性被忽略,即各个组分之间不发生化学反应,如不考虑水在高温下分解为氢气和氧气;喷流组分满足连续介质假设,且为理想可压缩气体,即满足理想气体平衡状态方程。

1.1 水滴物理模型

计算过程中通过对颗粒作用力微分方程进行积分,完成对水滴运动轨迹的求解。水滴在流场空间运动时,满足水滴惯性力与作用在水滴上各种力相平衡的规律,水滴所受作用力在笛卡尔坐标系下的平衡方程可表示为

$$\frac{\mathrm{d}u_p}{\mathrm{d}t}=F_d(u_c-u_p)+\frac{g(\rho_p-\rho_c)}{\rho_p}+F \qquad (1)$$

式中:下标 c 和 p 分别表示连续相气体和水滴粒子;物理量 u 和 ρ 分别表示流动速度和密度;$F_d(u_c-u_p)$ 表征单位质量水滴在运动过程中所受到的曳力;$g(\rho_p-\rho_c)/\rho_p$ 表示单位质量水滴所受到的净重力(重力与浮力的差值);F 为水滴所受到的其他作用力。

水滴在流场运动的过程中与高温的燃气射流发生热量交换,水滴温度 T_p 不断上升,当 T_p 满足式(2)且水滴表面的蒸汽压高于空间蒸汽压时,液相水与气相水之间将发生质量交换,即液态水会蒸发转变为气态水。

$$T_v<T_p<T_b \qquad (2)$$

式中:T_v 表示蒸发温度;T_b 表示水滴沸点。参数 T_v 保证了在液态水温度低于沸点时,基于蒸汽压差的蒸发现象仍然能够发生,这与液态水蒸发的物理现象是相符的。

1.2 曲面积分的喷流噪声模拟方法

对喷流噪声的模拟需要考虑流场中不同形式声源,以及其对进场和远场的声辐射作用,采用 FW-H 方程对这一过程进行描述,方程可表达为

$$\frac{1}{c_0^2}\cdot\frac{\partial^2 p'}{\partial t^2}-\nabla^2 p'=\frac{\partial^2}{\partial x_i\partial x_j}\{\boldsymbol{T}_{ij}H(f)\}-\frac{\partial}{\partial x_i}\{[\boldsymbol{P}_{ij}n_j+\rho u_i(u_n-v_n)]\delta(f)\}+\frac{\partial}{\partial x_i}\{[\rho_0 v_n+\rho(u_n-v_n)]\delta(f)\} \qquad (3)$$

式中:c_0 为远场声速;p' 为观测点声压;$f=0$ 为声源数据积分面;u_i 为 x_i 方向上的流体速度分量;u_n 为垂直于积分面方向上的流体速度分量;v_i 为 x_i 方向上积分面移动速度分量;v_n 为垂直于积分面方向上的积分面移动速度分量;$\delta(f)$ 为 Dirac 函数;$H(f)$ 为 Heaviside 函数;$\boldsymbol{T}_{ij}$ 为 Lighthill 应力张量;$\boldsymbol{P}_{ij}$ 为可压应力张量。

FW-H 方程中描述了与强非线性密切相关的四极子声源、分布于物体表面的面声源、具有质量移动效应的单极子声源,与火箭发动机的喷流问题具有很好的适应性。

1.3 液态水雾化离散模型

液态水由水射流喷嘴喷出时会发生雾化现象,离散成直径各异的液态水粒子,对于物化后的粒子直径 D,假设其与直径大于 D 的液态水粒子的质量分数 Y_D 之间存在指数关系,如式(4)所示。

$$Y_D=\mathrm{e}^{-(D/0.13)^5} \qquad (4)$$

式中 e 为自然对数的底数,其值为 2.718 3。

2 试车台发动机噪声环境

发动机热试车试验对火箭发动机的有效性、安全性及可靠性的验证具有重要的作用,对火箭喷流环境的研究有着重要意义。试验以某型号的液体火箭发动机为研究对象,喷管入口直径为 0.38 m,出口直径为 1.38 m,喷管出口与入口之间的距离为 2 m;试验过程中试车平台附近存在必要的附加设备(必要的测试仪器、管道系统、线路等),构成了复杂的测试环境。平台简化结构示意如图 1 所示,其中包含了火箭发动机喷管、导流槽、射流偏转器及地面等结构。

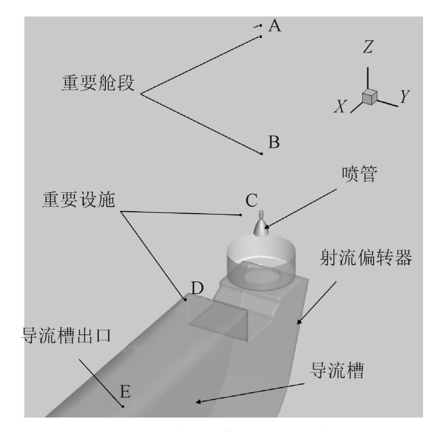


图 1 试车平台结构示意图

Fig. 1 Schematic of static firing test stand

试验过程中无法对试车台空间环境进行详细测

量，只能在关键的位置处布置测点对喷流的噪声环境进行测量。试验中布置了5个测点（如图1所示，A、B测点对应实际发射过程中箭体的重要舱段；C、D测点对应着重要的地面设施；E测点位于导流槽内，对应着射流偏转通道的出口位置），各测点的总声压级（OASPL）如表1所示。

表1　各测点总声压级试验测值

Tab. 1　Experiment results of OASPL

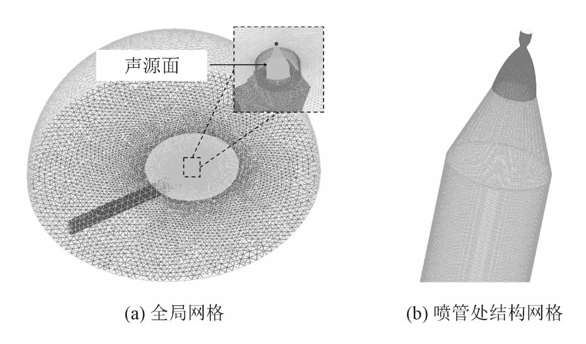
测点	A	B	C	D	E
总声压级/dB	137	145	146	143	148

由以上的测试结果可见，随着测点与喷管之间距离的增加，噪声的总声压级呈现出递减的趋势，并且在距离喷管较远位置的导流槽出口，仍然具有高量级的噪声。表明导流槽以及射流偏转器对喷流噪声起到了重要的导向作用，除此之外，试验中测得喷管出口处的喷流温度为1 845 K，速度为3 311 m/s。

3　计算模型

3.1　计算条件

为了研究液体火箭发动机的喷流流场特性，实现对恶劣喷流噪声环境的预测，将试车平台进行了适当的简化处理。忽略试验过程中的仪器设备、管道线路、支撑台架等对流场及噪声预测的影响，建立起由液体火箭发动机喷管、地面以及导流槽组成的试车平台的等比模型，喷管出口中心距离地面高度为2 m。考虑到流场流动的剧烈性，为防止远场边界产生非物理反射，对喷管近场流动造成影响从而降低计算的精确性，将远场边界建立在距离喷管出口中心160 m的位置处，形成半径为160 m的半球形半自由流场域。数值仿真模型如图2所示。



(a) 全局网格　　(b) 喷管处结构网格

图2　数值仿真模型

Fig. 2　Numerical simulation model

采用分块网格划分技术，在喷流核心近场流域内绘制细密的结构化网格并构建出声场求解的声源面，周围流场则绘制密度逐渐递减的非结构网格。将试车试验测得的燃烧室总温（3 834 K）与总压（18.66 MPa）以压力入口的形式施加在发动机喷管的入口处，同时将试验测得的混合组分施加在喷管入口处，考虑各组分基于浓度的扩散效应并忽略各组分之间的化学反应。喷流采用多组分喷流模型，工质中包含了水蒸气（H_2O（g））、二氧化碳（CO_2）、一氧化碳（CO）、氢气（H_2）、氢原子（H）及羟基（OH），各组分摩尔比例如表2所示。

表2　各组分摩尔比例

Tab. 2　Molar fraction of components

组分	摩尔比例
H_2O(g)	0.38
CO_2	0.26
CO	0.25
H_2	0.10
H、OH	0.01

3.2　网格无关性验证

为了得出准确且高效的数值仿真模型，首先开展了网格无关性研究，分别绘制网格数目为900万、1 100万、1 300万及1 500万的数值仿真模型，对比喷管出口处的喷流速度，其结果列于表3中。

表3　网格无关性验证

Tab. 3　Grid independence verification

参数	组分	网格规模/10^4			
		900	1 100	1 300	1 500
速度/($m \cdot s^{-1}$)	有	3 321	3 315	3 315	3 315
	无	2 893	2 883	2 882	2 882

对比表3中数据发现，组分的准确设定对喷流流场计算的准确性具有重要的意义，当网格规模为1 100万时，喷管出口位置喷流速度稳定于3 315 m/s，且与试验测值(3 311 m/s)误差为0.12%，具有较高的精度，此时喷管出口位置的温度为1 873 K，相比试验测值（1 845 K）误差为1.5%，因此选用网格规模为1 100万的气动模型。

4　计算结果与分析

在本研究中，首先建立无水射流介入的喷流流

场模型，分析无喷水喷流的流场和噪声环境，并与试车试验结果进行对比，验证方法的准确性。其次，建立水射流介入降噪模型，开展不同水射流质量流率之比（即水射流质量流率与燃气射流质量流率的比值，MFR）和介入角度对降噪效果的影响规律研究。

4.1 无水射流介入喷流的流场和噪声

液体火箭发动机工作时，燃烧剂与氧化剂在燃烧室内掺混，产生大量成分复杂的燃气工质，形成高温高速的燃气射流。喷流截面马赫数云图如图 3（a）所示，温度云图如图 3（b）所示，压力云图如图 3（c）所示。由图示可以看出喷管出口处的喷流马赫数达到 5.5 Ma，温度达 2 500 K 以上，在导流槽的射流偏转器处，由于高速燃气的冲蚀，大量动能转化为压力脉动和热能，槽道内压力明显高于自由空间，最高温度高达 4 100 K，可见喷流达到了极高的速度和温度。

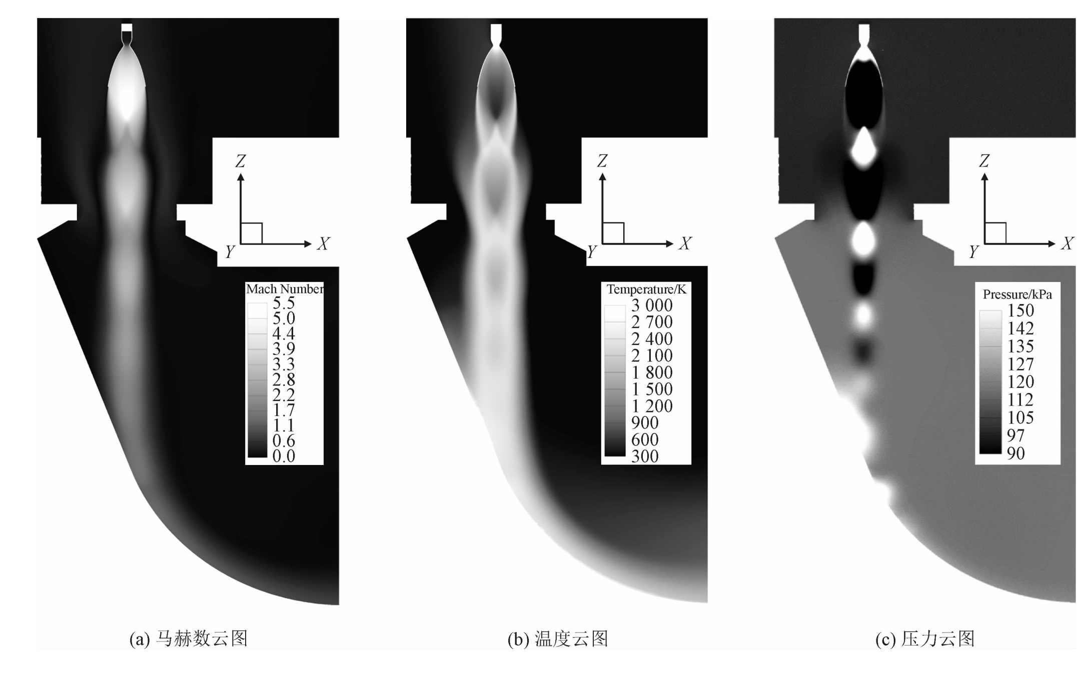


图 3　喷流流动环境云图

Fig. 3　Contour of jet flow condition

各组分在喷流流动过程中均匀掺混，并在喷流核心区、混合区以及远场区表现出一定的浓度差异特性，CO_2、CO、H_2O(g)、OH、H、H_2 浓度均表现为由喷流核心区至远场区逐级递减。由于在计算初始状态时，流域空间中充满空气，因此最终喷流流场中，空气（Air）浓度表现为由核心区至远场区逐级递增，各组分摩尔比例云图如图 4 所示。

在流场计算的基础上，结合基于曲面积分的 FW-H 方程，进行声场环境预示。在流场中设置与试验测点相对应的监测点，将仿真所得结果处理得到各测点在火箭喷流过程中的总声压级，与地面热试车试验所测得的总声压级进行对比，结果如表 4 所示。

分析上述预示结果可知，随着测点与喷管距离的增加（B→A，C→D），噪声量级呈现出递减的趋势；另外，距离喷管出口较远的 E 测点处的总声压级仍然高达 145 dB，表明导流槽对喷流噪声具有导引作用。

表 4　总声压级仿真与试验值

Tab. 4　Simulation and experiment values of OASPL

总声压级	A	B	C	D	E
仿真值/dB	137	142	146	145	145
试验值/dB	137	145	146	143	148
D-值/dB	0	-3	0	2	-3

在实际试车试验中，存在着各种仪器设备、管道线路、支撑台架、地面建筑等障碍，引起声波的反射，在测点处发生直达噪声与反射噪声的叠加现象，难以实现自由场的测试条件，为试验与仿真的对比引入了一定的偏差。对比模拟值与试验结果，各个测点的总声压级差值均保持在 ±3 dB 以内，表明模拟值与试验值吻合良好，验证了分析方法的准确性。

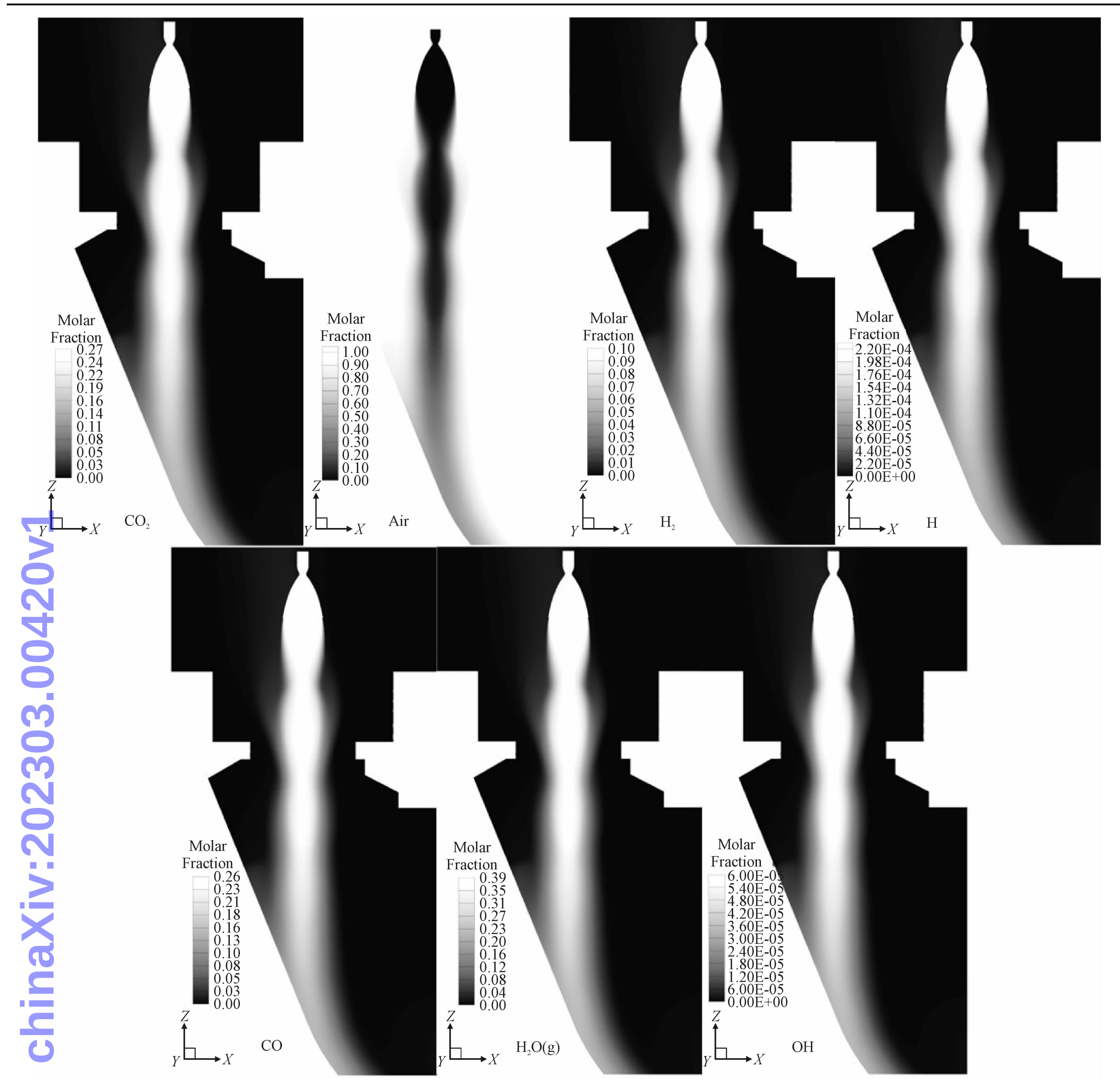


图 4 各组分摩尔比例云图

Fig. 4 Molar fractioncontour of each component

4.2 水射流介入喷流降噪研究

4.2.1 水射流介入模型

针对高超声速火箭喷流设计了周向均匀介入的环形水射流介入系统，如图 5 所示。将 32 个水射流喷嘴环向均匀嵌入在环形管道上，各水射流喷嘴中心轴线与水平轴线之间的夹角为 θ，且相交于一点 O。将其配置在导流槽入口与喷管出口之间，水射流喷嘴出口形心所在平面与导流槽入口之间的距离为 0.8 m。

在进行水射流介入仿真时，将液态水离散成直径为 50 ~ 200 μm 的水滴，各直径范围的质量分数如表 5 所示。水射流以不同的 MFR 及不同的介入角度介入喷流流场中。

表 5 水滴尺寸参数

Tab. 5 Size data of water droplets

直径范围/μm	质量分数
50 ~ 80	0.084
80 ~ 110	0.152
110 ~ 140	0.529
140 ~ 170	0.213
170 ~ 200	0.022

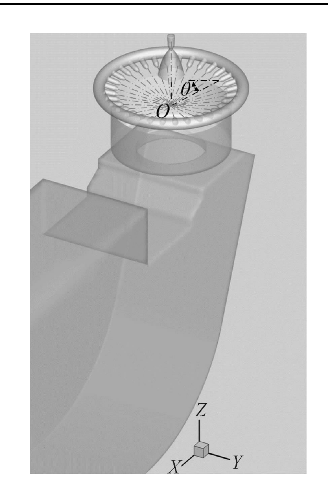


图 5　水射流系统结构示意图

Fig. 5　Schematic of water injection system structure

4.2.2　水射流介入降噪机理分析

以介入角度 θ 为 30°, MFR = 0.5 开展水射流介入降噪的机理研究,该介入条件下水射流与燃气射流掺混流动状态。水射流介入后随着燃气射流流入导流槽内,在流动过程中水滴包裹在燃气射流周围,这些以液相存在的水滴对噪声起到了一定的物理阻隔作用。

以介入到燃气射流中的一束水粒子为研究对象,其在介入燃气射流后沿导流槽入口垂向的速度与粒子高度之间的关系如图 6(a)所示,粒子质量与粒子高度之间的关系如图 6(b)所示,运动过程大致可分为如下 3 个阶段。

阶段Ⅰ:水射流对燃气射流产生径向剪切,改变了燃气射流的轮廓,阻滞燃气射流的流动,导致燃气射流局部密度增大,速度减小,引起燃气射流局部动量的变化。

阶段Ⅱ:水射流与燃气射流掺混,在垂向上与燃气射流发生动量交换。

阶段Ⅲ:燃气射流掺混水射流与射流偏转器发生相互作用,流动方向转向导流槽道延伸方向,此时液相水基本上完全蒸发。

由上述分析可知,水射流与燃气射流掺混的流动过程中,水射流并不能介入到燃气射流的核心,而是包覆在燃气射流周围,这在一定程度上实现了对噪声的物理阻隔作用。同时水射流对燃气射流的剪切作用、动量交换以及吸热蒸发作用衰减了喷流的总能量,对降噪效果的实现具有重要意义。

4.2.3　MFR 对降噪效果的影响

将水射流介入角度 θ 固定为 15°,设置 3 组不同的质量流率之比 MFR 分别为 0.5、1.0 和 1.5,研究水射流介入质量流率对降噪效果的影响。水射流介入后不同 MFR 介入条件下的水蒸气摩尔比例云图如图 7 所示。

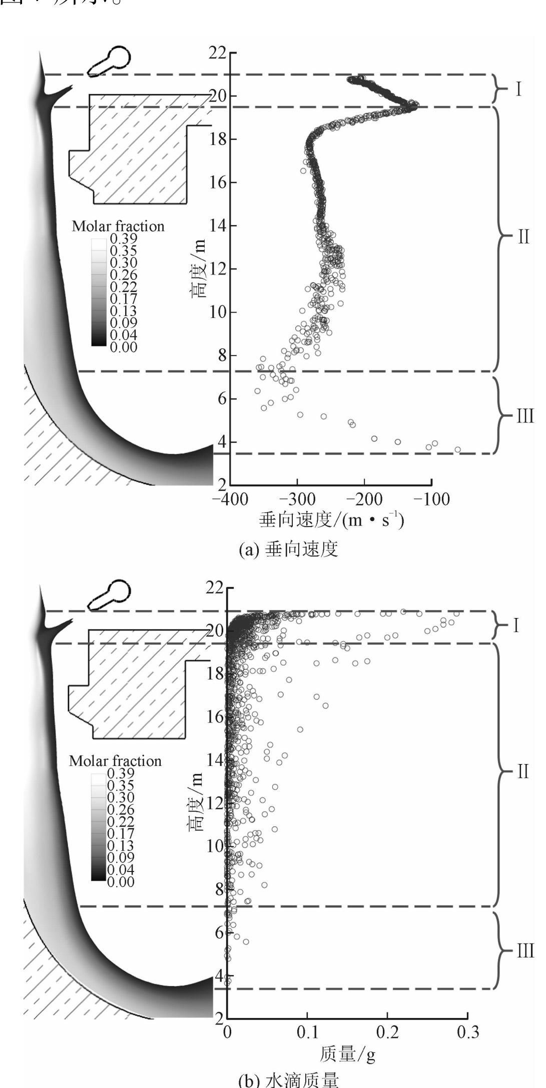


图 6　水滴运动状态

Fig. 6　Motion of water droplets

由于水滴的蒸发作用,射流流场空间中的水蒸气摩尔比例云图发生了明显的变化。水射流以 MFR = 0.5 介入时,水蒸气摩尔比例峰值由 0.38 升至 0.51;以 MFR = 1.0 介入时,水蒸气摩尔比例峰值升至 0.67;以 MFR = 1.5 介入时,水蒸气峰值摩尔比例升至 0.70,不同介入情况下各测点的总声压级如图 8 所示。

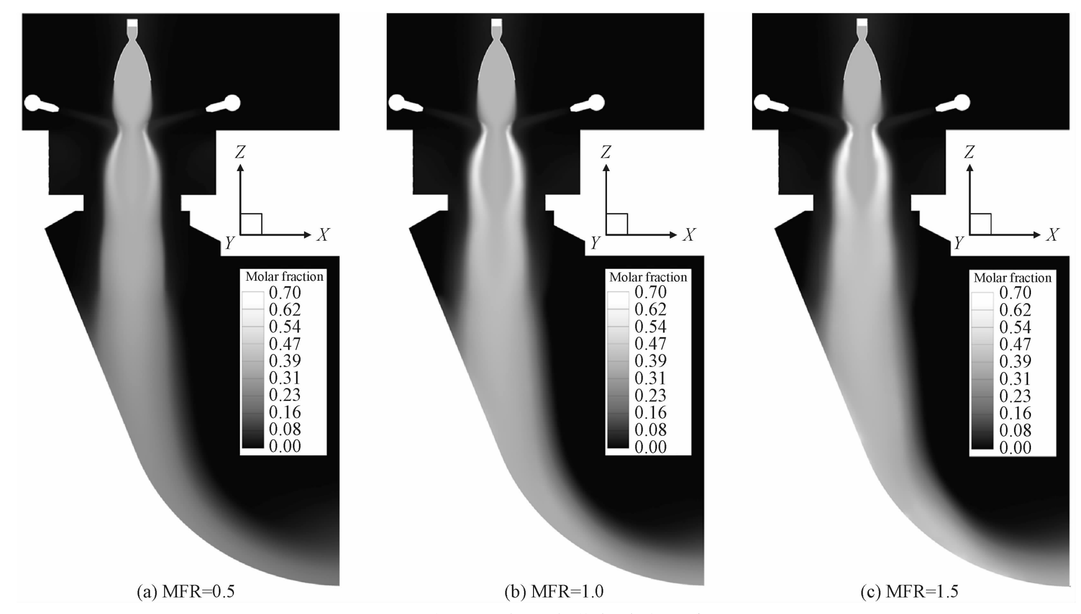


图 7　不同 MFR 介入水蒸气摩尔比例云图

Fig. 7　Contour of water vapor molar fraction with different MFR

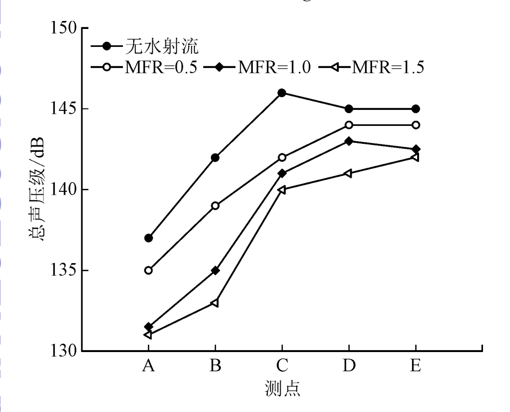


图 8　不同 MFR 介入各测点 OASPL

Fig. 8　OASPL of probes with different MFR

分析图中数据发现，水射流以不同的 MFR 介入，均实现了流场空间范围内的降噪效果，随着 MFR 的增大降噪效果逐渐增强。水射流介入后与燃气射流发生径向剪切，水滴运动状态如图 9 所示。液态水滴与燃气射流掺混过程中不断吸热蒸发并与燃气射流之间发生动量交换，这对抑制喷流噪声有着重要的作用。不同 MFR 介入条件下喷流核心的动量密度随高度的变化曲线如图 10 所示。水射流与燃气射流在 20 m 高度处发生剪切掺混，燃气射流在剪切位置处密度大幅增加，动量密度随之增大；随后水滴与燃气射流在垂向上发生动量交换并吸收大量的热产生蒸发现象，燃气射流能量衰减，速度降低，动量密度随之降低，随着 MFR 的增大，水射流对燃气射流动量的衰减作用增强，降噪效果逐渐提升。

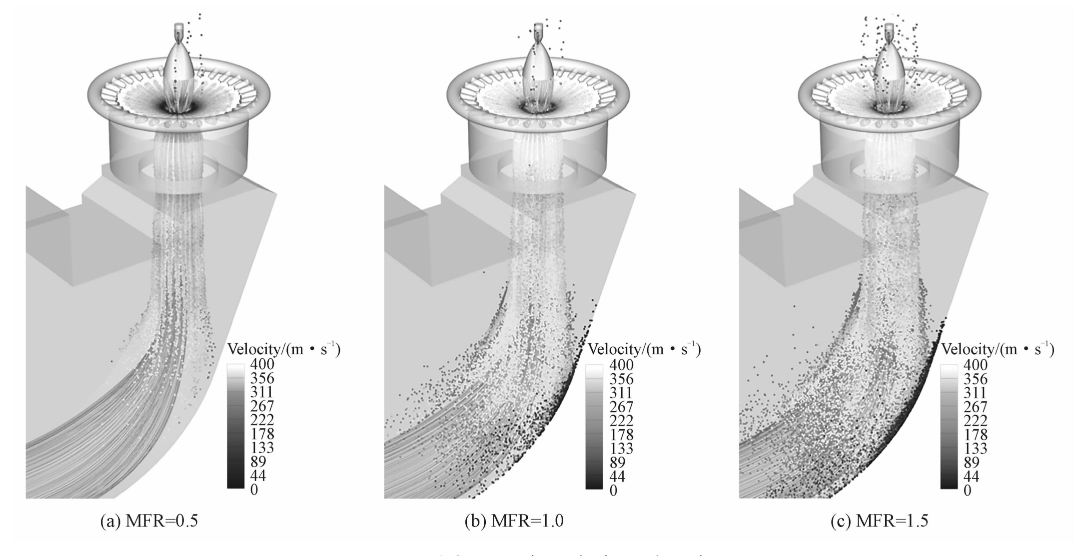


图 9　不同 MFR 介入水滴运动示意图

Fig. 9　schematic of water droplets motion with different MFR

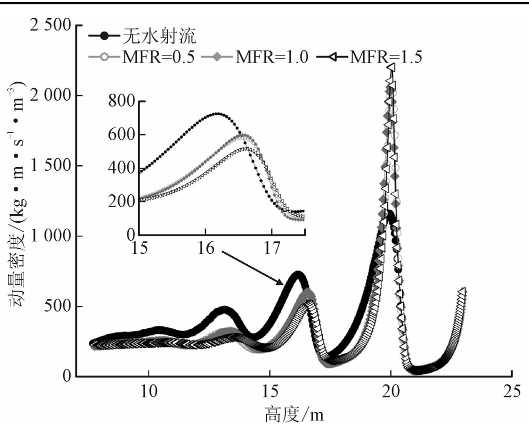


图 10　不同 MFR 介入喷流动量密度

Fig. 10　Momentum density of jet with different MFR

4.2.4　介入角度对降噪效果的影响

保持水射流介入的 MFR = 0.5，研究水射流介入角度对喷流噪声环境的抑制效果。设置 3 组不同的水射流介入角度 θ 分别为 15°、30°和 45°，在配置水射流介入系统的位置时，保持水射流喷嘴出口形心平面与地面之间的距离始终为 0.8 m。

水射流介入后与燃气射流发生热量交换，液态水滴吸收热量转变成气态的水蒸气，造成喷流环境中水蒸气摩尔比例的明显变化。不同介入角度 θ 下水蒸气摩尔比例云图如图 11 所示。

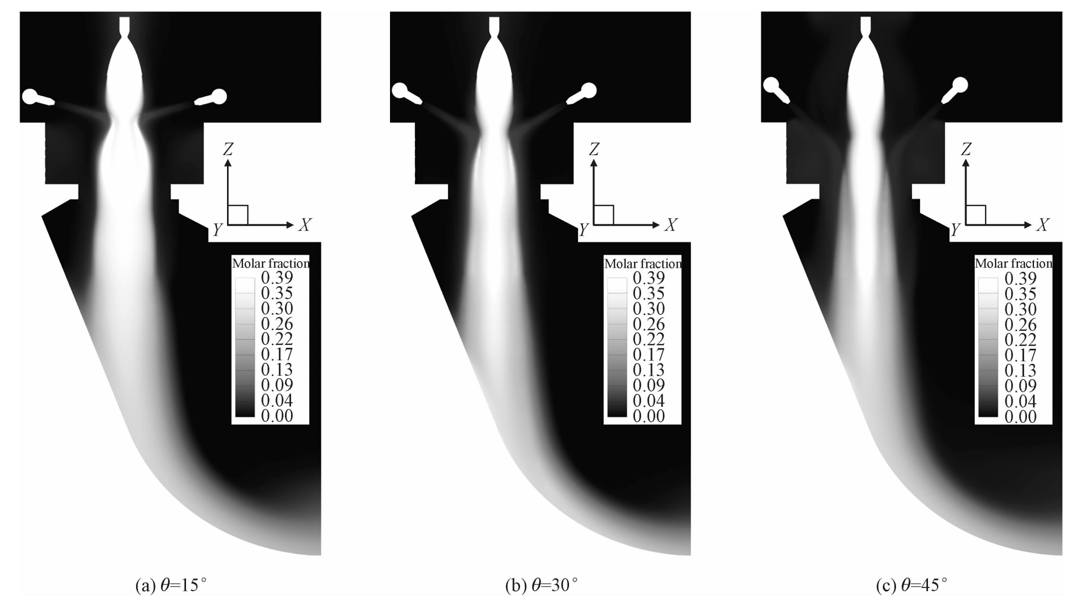


图 11　不同介入角度水蒸气摩尔比例云图

Fig. 11　Contour of water vapor molar fraction with different θ

水射流以不同的介入角度 θ 介入后由于水滴的蒸发作用，导致了燃气射流附近水蒸气摩尔比例的变化，但水蒸气峰值摩尔比例并未发生明显的变化，这是因为随着水射流介入角度 θ 的增大，介入速度径向分量逐渐减小，对燃气射流的介入效果降低，水滴大多在燃气射流周围发生蒸发的物理变化，不同介入角度下各测点总声压级如图 12 所示。

由上述结果可知，随着介入角度 θ 的增大，在相同的 MFR 下，降噪效果出现先增大后降低的现象，在水射流以 30°介入时，达到了最佳的降噪效果。水射流以不同介入角度介入时，各介入角度下水滴运动如图 13 所示。水射流介入燃气射流时，对燃气射流产生了两种作用：其一，与燃气射流发生径向剪切，导致剪切位置附近密度升高；其二，水射流的剪切作用改变了燃气射流的轮廓，对燃气射流产生阻滞作用，射流速度分布发生变化。

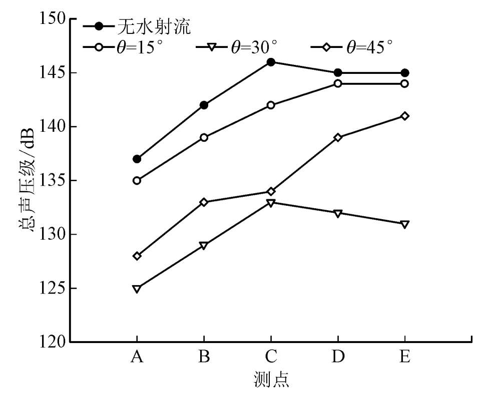


图 12　不同介入角度各测点 OASPL

Fig. 12　OASPL of probes with different θ

不同介入角度 θ 条件下喷流核心的动量密度随高度的变化曲线如图 14 所示。随着介入角度 θ 的增大，水射流与燃气射流剪切的高度逐渐降低，同时

水射流径向速度的减弱，水射流对燃气射流的剪切作用降低，在剪切位置处对动量密度的提升减弱；另外由于水射流垂向速度分量随着介入角度 θ 的增大而逐渐增大，燃气射流速度受到的阻滞作用减小，对燃气射流动量的衰减作用降低。因此，水射流介入角度是对燃气射流动量剪切促进及阻滞衰弱的综合作用结果，故而，随着介入角度 θ 的增大，降噪效果先增大后降低。

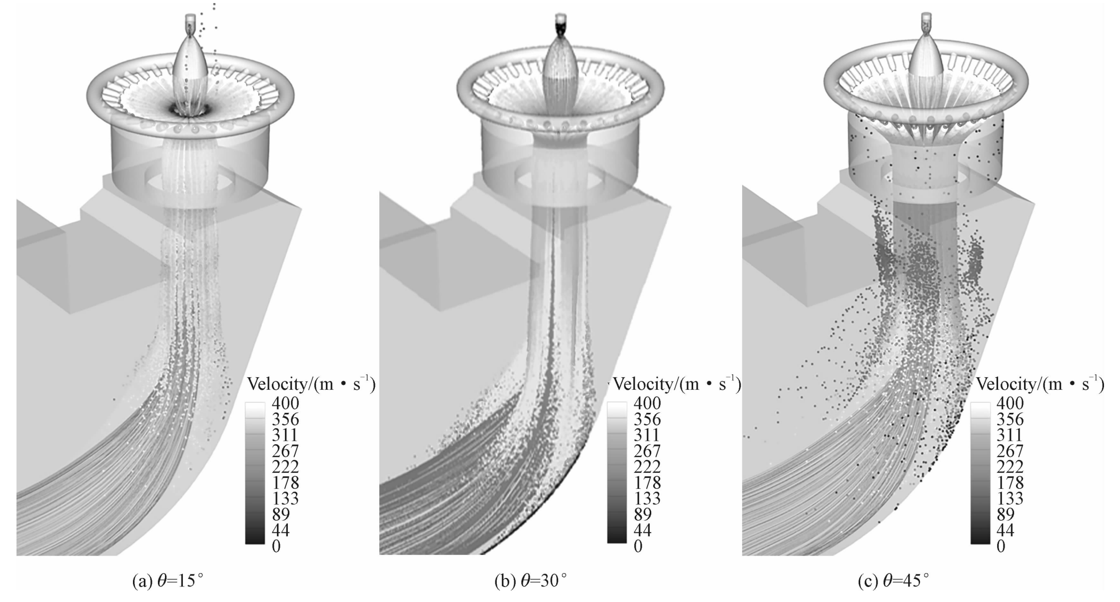


图 13　不同介入角度水滴运动示意图

Fig. 13　Schematic of water droplets motion with different θ

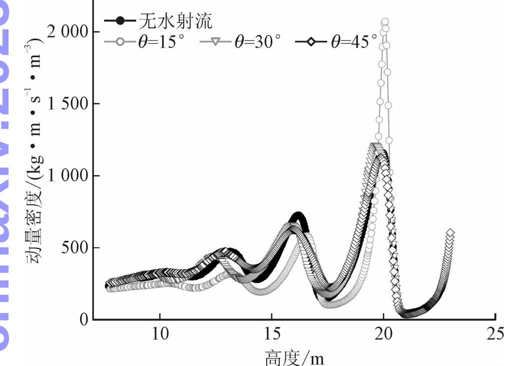


图 14　不同介入角度喷流动量密度

Fig. 14　Momentum density of jet with different θ

5　结　论

针对液体火箭发动机高超声速喷流的气动噪声以及在水射流介入条件下的喷流流场降噪问题，考虑发射平台中导流槽的影响、液体火箭发动机工作时所产生了多种气相物质的影响及水射流介入后蒸发物理效应，开展了数值仿真研究。结果表明，水射流介入降噪技术能够有效抑制高速喷流所产生的恶劣噪声环境，并得出如下的结论。

1）水射流介入燃气射流，对燃气射流产生剪切作用、动量交换作用以及吸热蒸发作用是实现降噪效果的重要诱因。

2）随着 MFR 的增大，降噪效果逐渐增大。水射流即使以较低的 MFR 进行介入，仍然能够达到可观的降噪效果。

3）随着水射流介入角度的增大，降噪效果先增大随后降低。

在本研究中，重点考虑了导流槽以水射流蒸发效应的影响，但忽略了水射流一次破碎、组分间化学反应等现象对水射流介入降噪的影响，仍有待进一步开展更为细致的研究工作。

参考文献

[1] NATARAJAN K, VENKATAKRISHNAN L. Flow field and acoustic investigations of the launch vehicle environment during lift-off [C]//Proceedings of the 21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Dallas: AIAA, 2015.

[2] KARTHIKEYAN N, VENKATAKRISHNAN L. Acoustic characterization of jet interaction with launch structures during lift-off[J]. Journal of spacecraft and rockets, 2017, 54(2): 1-12.

[3] KANG S H, JOO H, SHIN S J, et al. Acoustic experiment and numerical simulation on unheated supersonic jet flow for a small-scale nozzle[C]//Proceedings of the AIAA scitech 2020 Forum. Orlando: AIAA, 2020.

[4] KANDULA, M, BRUCE V. Scale model experiments on sound propagation from a Mach 2.5 cold nitrogen jet flowing through a rigid-

walled duct with a j-deflector[J]. NASA technical reports server, 2003,32:211186.

[5] DUMNOV G, MEL'NIKOV D, KOMAROV V. Acoustic loads on rockets during launch[C]//Proceedings of the 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Las Vegas: AIAA,2013.

[6] IGNATIUS J K,SATHIYAVAGEESWARAN S,CHAKRAVARTHY S R. Hot-flow simulation of aeroacoustics and suppression by water injection during rocket liftoff[J]. AIAA journal,2015,53(1):235-245.

[7] CASALINO D,BARBARINO M,GENITO M,et al. Hybrid empirical/computational aeroacoustics methodology for rocket noise modeling[J]. AIAA journal,2015,47(6):1445-1460.

[8] LIGHTHILL M J. On sound generated aerodynamically. ii. turbulence as a source of sound[J]. Proceedings of the Royal Society of London,1954,222(1148):1-32.

[9] 张强. 气动声学基础[M]. 北京:国防工业出版社,2012:134-136.

[10] WILLIAMS J E F,HAWKINGS D L. Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion[J]. Philosophical Transctions for the Royal of London,1969,264(1151):321-342.

[11] MAO Y,HU Z. Analysis of spurious sound due to vortical flow through permeable surfaces[J]. Aerospace science and technology, 2020,96:105544.

[12] ADRIEN L,FRANCOIS V,JULIEN T,et al. Numerical investigation of the noise generated by a rocket engine at lift-off conditions using a two-way coupled CFD-CAA method[C]//Proceedings of the 23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Denver,Colorado: AIAA,2017.

[13] TROYES J N,VUILLOT F,LANGENAIS A,et al. Coupled CFD-CAA simulation of the noise generated by a hot supersonic jet impinging on a flat plate with exhaust hole[C]//Proceedings of the 25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Delft, The Netherlands: AIAA,2019.

[14] TSUTSUMI S,FUKUDA K,TAKAKI R,et al. Numerical study on acoustic radiation for designing launch-pad of advanced solid rocket [C]//Proceedings of the 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Hartford,CT: AIAA,2008.

[15] 陈劲松,曾玲芳,平仕良,等. 大型火箭发射喷水降噪技术研究进展[J]. 导弹与航天运载技术,2019(2):94-100. (CHEN Jinsong,ZENG Lingfang,PING Shiliang,et al. Advances of water suppression technology for large rocket launching noise[J]. Missiles and space vehicles,2019(2):94-100 (in Chinese)).

[16] KANDULA M. Prediction of turbulent jet mixing noise reduction by water injection[J]. AIAA journal,2008,46(11):2714-2722.

[17] IGNATIUS J K,SANKARAN S,ASHOK K R,et al. Suppression of jet noise by staged water injection during launch vehicle lift-off [J]. International journal of aeroacoustics, 2008, 7(3/4): 223-241.

[18] KANDULA M,LONERGAN M. Effective jet properties for the estimation of turbulent mixing noise reduction by water injection[C]//Proceedings of the 13th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Roma: AIAA,2007.

[19] GEERY E,GREENWOOD R. Water injection for rapid cooling of a flow of rocket exhaust gases[C]//Proceedings of the 5th Propulsion Joint Specialist. Colorado Springs: AIAA,1969.

[20] SALEHIAN S,KOURBATSKI K,GOLUBEV V V,et al. Numerical aspects of rocket lift-off noise with launch-pad aqueous injection [C]//Proceedings of the 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting. Kissimmee,Florida: AIAA,2018.

[21] LI M,LUO T,LIU R,et al. Numerical analysis of water-cooling deflector for a high-power rocket engine test stand[C]//Proceedings of the 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Grapevine,Texas: AIAA,2017.

[22] 李雨林. 不同构型喷管射流噪声特性及其喷水降噪研究[D]. 南昌:南昌航空大学,2017.

[23] 徐本恩. 火箭发动机射流喷水降噪特性的数值分析[D]. 南昌:南昌航空大学,2014.

[24] 陈劲松,吴新跃,张国栋,等. 单喷管火箭发射喷水降噪机理研究[J]. 导弹与航天运载技术,2015(5):66-69. (CHEN Jinsong, WU Xinyue,ZHANG Guodong,et al. Study on water jet noise reduction mechanism during single-nozzle rocket launch[J]. Missiles and space vehicles,2015(5):66-69 (in Chinese)).

(编辑　李坤璐)